УДК 629.78.533.6.013:621.45 https://doi.org/10.15407/itm2024.02.013

О. Д. ІГНАТЬЄВ, Г. М. ШЕВЕЛЬОВА

МОДЕЛЮВАННЯ ІНЖЕКЦІЇ ГАЗУ В НАДЗВУКОВУ ЧАСТИНУ СОПЛА ПРИ ГАЗОДИНАМІЧНОМУ РЕГУЛЮВАННІ ВЕКТОРА ТЯГИ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: ai2325434@gmail.com

Твердопаливні ракетні двигуни характеризуються простотою конструкції, високою надійністю та здатністю до тривалого зберігання палива без втрати його властивостей. Основною особливістю твердопаливних ракетних двигунів (РДТП) є те, що пальне та окислювач змішані в твердому стані, що забезпечує рівномірне горіння та стабільний викид продуктів згоряння. Однак через відсутність можливості регулювання швидкості горіння та відсутність можливості зупинки або повторного запалювання після початку горіння виникає необхідність в ефективних методах регулювання вектора тяги. Газодинамічні методи, такі як інжекція газу в надзвукову частину сопла, дозволяють досягти необхідного керування траєкторією польоту без складних механічних систем великої потужності. Актуальність даного дослідження полягає у підвищенні точності і ефективності управління польотом ракет, що є критично важливим для виконання сучасних космічних і оборонних завдань. Чисельне моделювання систем газодинамічного регулювання, зокрема шляхом несиметричної інжекції газу, дозволяє отримати детальні дані про поведінку потоку та оптимізувати конструкцію і параметри роботи системи. Об'єктом досліджень є натурний РДТП із газодинамічною системою регулювання вектора тяги, заснованою на використанні несиметричних сил, які виникають на стінці сопла при взаємодії надзвукового потоку з бічними струменями, що інжектуються. Для моделювання процесу в програмному комплексі Ansys Fluent розроблено геометричну модель сопла з несиметричним вдувом камерного газу в надзвукову частину. Регулювання витрати на вдув здійснювалося переміщенням заслінки клапана. Розрахункові дослідження проведено з урахуванням зміни основних теплофізичних параметрів газу залежно від температури з урахуванням процесів дисоціації шляхом апроксимації даних. Апроксимація виконана за допомогою кусково-поліноміальних функцій. На основі чисельного моделювання отримано картини течії в соплі ракетного двигуна. Проведено порівняльний аналіз отриманих результатів з даними експериментальних випробувань. Результати чисельного моделювання задовільно узгоджуються з результатами вимірювання бічної сили при вогневих стендових випробуваннях прототипу. З практичної точки зору, отримані результати можуть бути безпосередньо використані для вдосконалення існуючих та розробки нових систем управління вектором тяги. Це забезпечить підвищення точності навігації ракет, покращення стабільності польоту та ефективне виконання маневрів, що є критично важливим для здійснення складних космічних та оборонних завдань.

Ключові слова: *вектор тяги, газодинамічне регулювання, ракетний двигун твердого палива, чисельне моделювання, інжекція газу.*

Solid-propellant rocket engines are simple in design, highly reliable, and able to store the propellant for a long time without its degradation. Their main feature is that the propellant is a mixture of a solid fuel and a solid oxidizer, thus ensuring a uniform combustion and a stable discharge of the combustion products. However, the combustion rate cannot be controlled, and the combustion cannot be stopped or restarted. This calls for efficient methods of thrust vector control. Gas-dynamic methods, such as a gas injection into the supersonic nozzle area, offer a required flight path control without complex high-power mechanical systems. The importance of this study lies in improving the accuracy and efficiency of rocket flight control, which is critical for today's space and defense tasks. The numerical simulation of gas-dynamic control systems, in particular by an asymmetric gas injection, allows one to obtain detailed data on the flow behavior and optimize the design and operating conditions of the system. This study is concerned with a full-scale solid-propellant rocket engine with a gas-dynamic thrust vector control system based on the use of asymmetric forces that occur on the nozzle wall when the supersonic flow interacts with the injected transverse jets. To simulate the process in the Ansys Fluent software package, a geometric model of a nozzle with an asymmetric injection of the chamber gas into the supersonic area was developed. The injection flow rate was controlled by moving the valve flap. The simulation was carried out taking into account the temperature dependence of the main thermophysical gas parameters with consideration for dissociation processes by way of data approximation. The approximation was performed using piecewise polynomial functions. Nozzle flow patterns were obtained. The calculated results were compared with experimental test data and shown to be in satisfactory agreement with the lateral force measured during the fire bench tests of the prototype. From a practical point of view, the results obtained may be directly used to improve existing thrust vector control systems and develop new ones. This will improve rocket navigation accuracy, flight stability, and maneuverability, which is critical for complex space and defense tasks.

Keywords: *thrust vector, gas-dynamic control, solid rocket engine, numerical simulation, gas injection.*

Вступ. Регулювання вектора тяги є критично важливим для точного керування траєкторією ракети під час польоту. Це дозволяє здійснювати необхідні маневри, стабілізувати політ, а також коригувати напрямок руху в реальному часі. Без ефективного регулювання вектора тяги неможливо досягти високої точності виведення космічних апаратів на орбіту та виконання складних місій. Це особливо актуально для ракетних двигунів твердого палива (РДТП), де гнучкість управління обмежена в порівнянні з іншими типами двигунів [1–3].

Газодинамічні системи регулювання вектора тяги в РДТП мають низку переваг, зокрема – високу швидкодію, невелику масу виконавчих органів системи, широкий діапазон регулювання. Крім того, газодинамічні системи дозволяють здійснювати оптимізацію процесу регулювання з урахуванням різних факторів, таких як швидкість польоту, ступінь завантаження та умови навколишнього середовища. Та можуть бути легко інтегровані у сучасні системи управління і автоматизації ракети, що робить їх привабливими для використання в різних типах космічних місій.

Для ступенів сучасних твердопаливних ракет найбільш оптимальним типом виконавчих органів системи регулювання є несиметричний вдув камерного газу в надзвукову частину сопла. Виконавчі органи даного типу забезпечують великі керуючі моменти, не знижуючи швидкодії регулювання вектора тяги рухової установки в області малих збурень при вирішенні задач стабілізації польоту.

Однак проєктування та експериментальне відпрацювання подібних систем регулювання на натурних РДТП, як правило, пов'язане з великими матеріальними витратами. Більше того, при даному підході дуже важко вибрати найбільш оптимальні параметри виконавчих органів системи управління. У зв'язку з цим певний інтерес викликає чисельне моделювання газодинамічних процесів, що відбуваються при інжекції газу в надзвукову частину сопла [4–9].

Важливим моментом при чисельному моделюванні є відповідність обраної моделі реальним процесам у ракетному двигуні. Оцінити ступінь адекватності моделі реальних процесів можна шляхом порівняння розрахункових та експериментальних даних, отриманих при випробуваннях.

Мета роботи – чисельно дослідити систему газодинамічного регулювання вектора тяги РДТП шляхом несиметричної інжекції газу в надзвукову частину сопла та порівняти з експериментальними даними, отриманими при стендових випробуваннях.

Об'єкт дослідження. Об'єктом досліджень є натурний РДТП 3Д65 із газодинамічною системою регулювання вектора тяги (рис. 1, 2), розроблений у 80-ті роки XX ст.

Розглянутий двигун – великогабаритний односопловий РДТП із зарядом зіркоподібної форми, який містить: корпус двигуна 1, камеру згоряння 2, заряд палива 3, сопловий блок 4, кільце перехідника 5, нижній фланець корпусу 6, сопло вдуву 7, заслінку клапана вдуву 8, ребра жорсткості 9, вузол вдуву 10, рульову машинку 11, бортове джерело потужності 12.

Керуючі зусилля створюються за допомогою інжекції (вдуву) газу в надзвукову частину сопла. Даний спосіб газодинамічного регулювання вектора тяги заснований на використанні несиметричних сил, які виникають на стінці сопла при взаємодії надзвукового потоку з бічними струменями, що інжектуються.

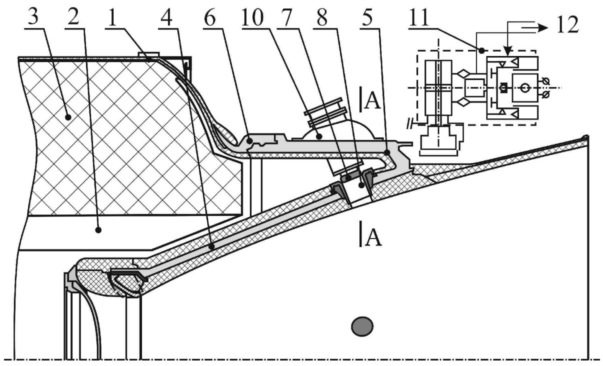


Рис. 1

Для вдуву використовуються продукти згоряння основного палива, які відбирають із камери двигуна. Отвори інжекції розташовуються на потопленій надзвуковій частині сопла. При цьому осі отворів не проходять через осі сопла для створення моменту нахилу. Рис. 2 ілюструє систему вдуву двигуна 3Д65 із соплом вдуву 7, заслінкою клапана вдуву 8 та ребрами жорсткості 9.

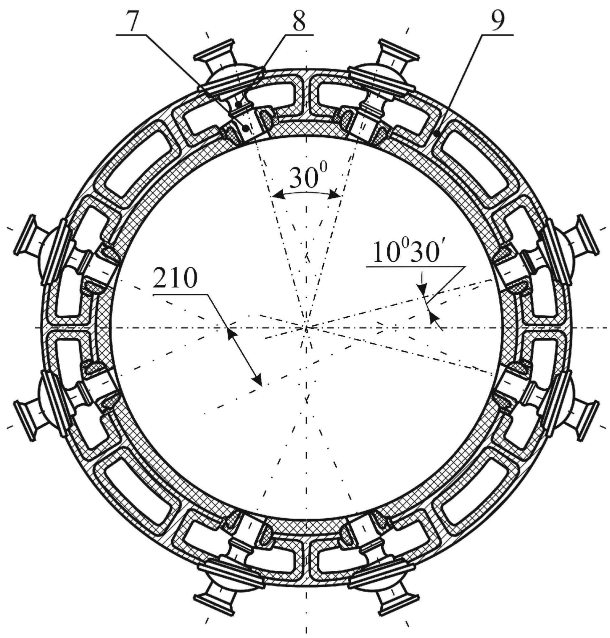


Рис. 2

Дозування газу через сопло вдуву здійснюється клапанами-регуляторами, які розташовані у вузлах вдуву 10 (рис. 1). Створення бічних сил забезпечується одночасним відкриттям двох клапанів вдуву на певну величину.

У кожній чверті сопла, симетрично до площини стабілізації ракети, на утопленій частині сопла в районі кріплення до нього кільця-перехідника виконано по два вузли вдуву 10 з нерадіальними соплами вдуву 7 (рис. 1). Кутова відстань між вузлами становить $\beta_{вд} = 30$ °.

Сопла вдуву віддалені від зрізу основного сопла на відстань $l_{вд} \approx 0{,}5L_c$. Осі сопел вдуву збігаються з нормаллю до поздовжньої утворювальної сопла, так що кут вдуву газу становить $\alpha_{вд} \approx 75$ °. Для створення кренового моменту при вдуванні газу осі нерадіальних сопел вдуву перетинаються на відстані від поверхні сопла, меншої за радіус $R_{c\ вд}$ основного сопла в перерізі вдуву ($h_{пер}$ = $0{,}5R_{c\ вд}$). При цьому одна половина сопел вдуву створює креновий момент за годинниковою стрілкою, інша – проти (рис. 2).

Канали управління вектором тяги в площинах тангаж і рискання незалежні. Бічні керуючи зусилля створюються одночасним відкриттям двох клапанів вдуву на певну величину. Керуючі зусилля по каналу крен – одночасним відкриттям сопел вдуву, що обертають виріб за (або проти) годинниковою стрілкою. При створенні максимальних бічних зусиль в одній з площин управління ракетою, наприклад в тангажі, момент, що обертає, створюється двома соплами вдуву, розташованими в площині рискання.

Силова частина сопла двигуна складається з корпусу 1 (титановий сплав ВТ-3) та конуса 2 (алюмінієвий сплав В-95), з’єднаних між собою штифтами (рис. 3). З боку камери двигуна корпус та конус ізольовані теплозахисними покриттями. Вхідна частина сопла складається з коміра, зовнішня частина 3 якого виконана з вуглеметалопластика, а внутрішня 4 – з графіту, і вкладиша критичного перерізу, що складається з графітової обойми 5 і 6 облицювання з вольфрамового сплаву. Внутрішній профіль сопла 7 по всій довжині утворений вуглеметалопластиком, вихідна частина розтруба сопла із зовнішнього боку підкріплена склопластиком 8. Система вдуву включає сопло вдуву 9, клапан 10, силову оболонку 11, рульову машинку 12.

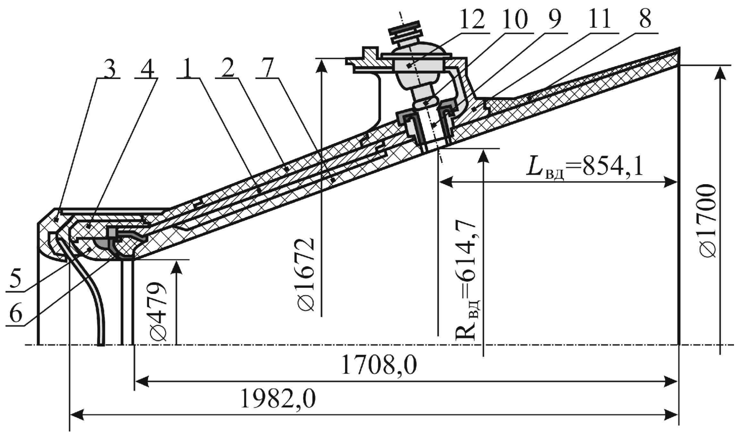


Рис. 3

Методика чисельного моделювання. Для моделювання процесу в програмному комплексі Ansys Fluent розроблено геометричну модель сопла з несиметричним вдувом камерного газу в надзвукову частину (рис. 4).

Регулювання витрати на вдув здійснюється переміщенням заслінки клапана. Розрахунки проводилися для 6 положень заслінки: 0,5 мм; 1,0 мм; 1,5 мм; 2,0 мм; 2,5 мм; 3 мм.

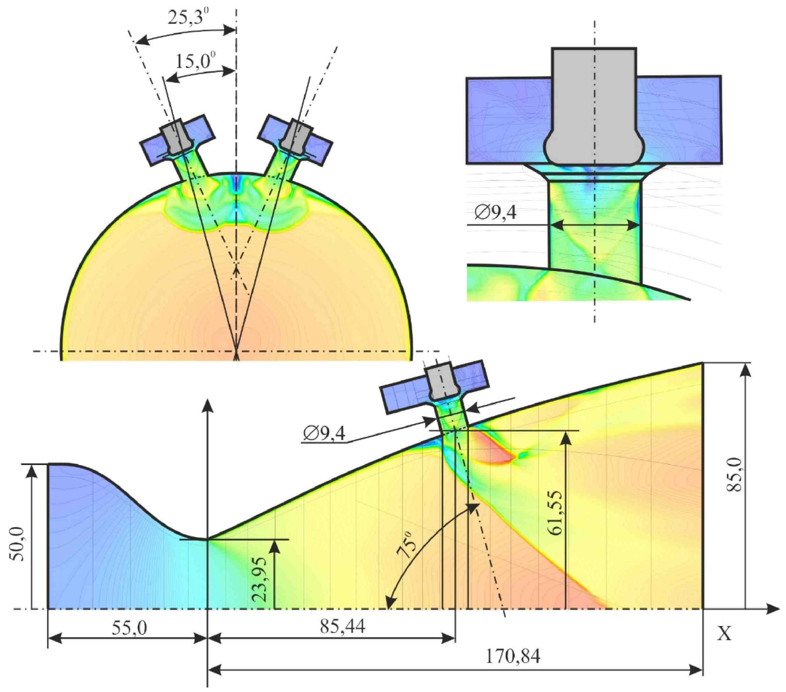


Рис. 4

У модулі Ansys Meshing побудовано неструктуровану розрахункову сітку (рис. 5): (а) – загальний вигляд розрахункової сітки, (б), (в) – характер згущення розрахункової сітки в області клапана вдуву.

Для забезпечення мінімального обсягу необхідної пам'яті розрахункова сітка має змінний розмір комірок з величезним переважанням призматичних комірок, побудованих з допомогою методу MultiZone. Для моделювання пристінкового шару введено 12 призматичних шарів (Inflation) із зростанням товщини шару 1,2. Це забезпечило значення параметра пристінкового шару *Y*+ у межах від 0,05 до 1,05, що задовольняє вимогам обраної моделі турбулентності k – ω *SST*.

Максимальна кількість розрахункових комірок становила 8 млн. клітинок.

Розрахункові дослідження проведено з урахуванням зміни основних теплофізичних параметрів газу залежно від температури з урахуванням процесів дисоціації шляхом апроксимації даних. Апроксимація виконана за допомогою кусково-поліноміальних функцій для таких теплофізичних параметрів.

1. Щільність

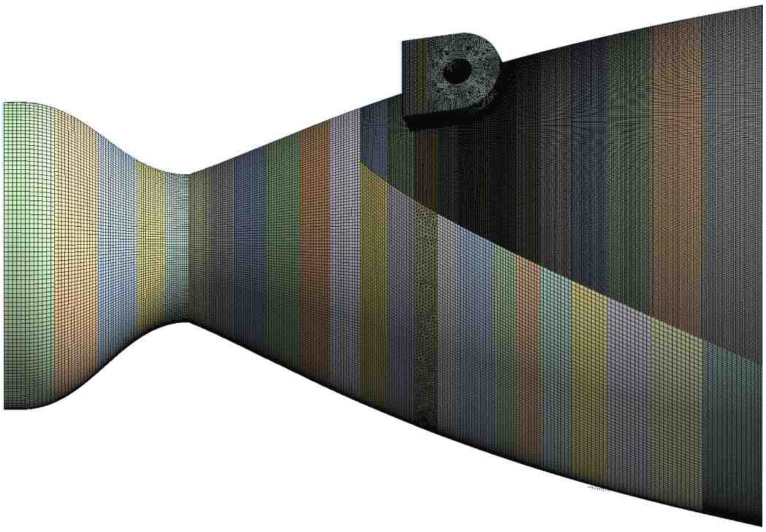
Залежність щільності від температури визначалася за співвідношенням ідеального газу (відмінність даних [10] не перевищує (5 – 7) % для температур до 4000 K).

2. Питома теплоємність

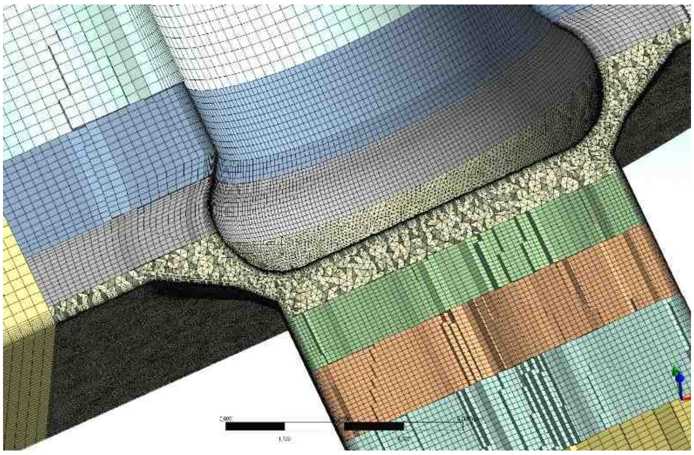
Питома теплоємність при постійному тиску (C_P, Дж/(кг·K)) апроксимована трьома поліномами в діапазоні температури (T, K) від 100 K до 4000 K.

1) Діапазон температури – від 100 K до 1000 K:

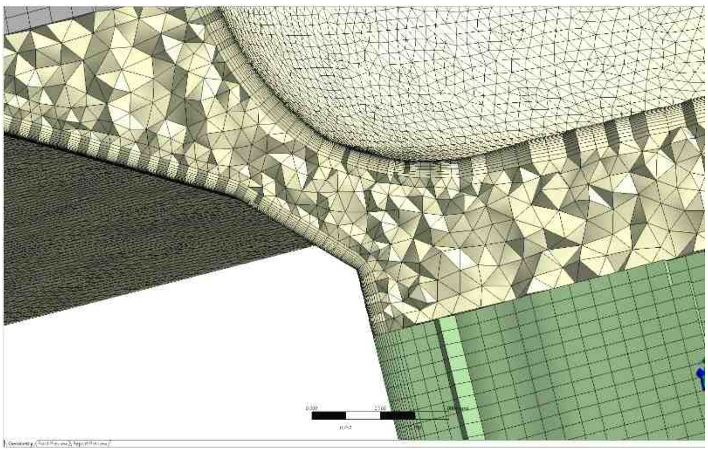
$$C_p = 1161{,}482 - 2{,}368819 \cdot T + 0{,}01485511 \cdot T^2 - 5{,}034909e^{-05} \cdot T^3 +$$
$$+ 9{,}92857e^{-08} \cdot T^4 - 1{,}111097e^{-10} \cdot T^5 + 6{,}540196e^{-14} \cdot T^6 - 1{,}573588e^{-17} \cdot T^7;$$



а



б



в

Рис. 5

2) діапазон температури – від 1000 K до 3000 K:

$$C_p = -7069{,}814 + 33{,}70605 \cdot T - 0{,}0581276 \cdot T^2 + 5{,}421615e^{-05} \cdot T^3 -$$
$$- 2{,}936679e^{-08} \cdot T^4 + 9{,}237533e^{-12} \cdot T^5 - 1{,}565553e^{-15} \cdot T^6 + 1{,}112335e^{-19} \cdot T^7;$$

3) діапазон температури – від 3000 K до 4000 K:

$C_p = 58895{,}4 - 63{,}25 \cdot T + 0{,}02239 \cdot T^2 - 2{,}5159e^{-06} \cdot T^3$.

Розбіжність із даними [10] не перевищує 0,6% у всьому діапазоні температур.

3. Теплопровідність

Теплопровідність (λ, Вт/(м·K)) апроксимована наступними поліномами:

1) діапазон температури – від 100 K до 1500 K:

$\lambda = 1{,}45e^{-11} \cdot T^3 - 4{,}82e^{-08} \cdot T^2 + 0{,}0001015 \cdot T - 0{,}0004$;

2) діапазон температури – від 1500 K до 3200 K:

$\lambda = 4{,}985e^{-11} \cdot T^3 - 2{,}909e^{-07} \cdot T^2 + 0{,}000599 \cdot T - 0{,}31989$;

3) діапазон температури – від 3200 K до 4000 K:

$\lambda = -3{,}08e^{-07} \cdot T^2 + 0{,}0022 \cdot T - 3{,}63449$.

4. В’язкість

В’язкість (μ, Па·с) апроксимована такими поліномами:

1) діапазон температури – від 100 K до 1000 K:

$\mu = 1{,}6e^{-14} \cdot T^3 - 4{,}8e^{-11} \cdot T^2 + 7{,}4e^{-08} \cdot T + 1{,}09e^{-06}$;

2) діапазон температури – від 1000 K до 2200 K:

$\mu = -2e^{-15} \cdot T^3 + 1{,}02e^{-11} \cdot T^2 + 9{,}9e^{-09} \cdot T + 2{,}5e^{-05}$;

3) діапазон температури – від 2200 K до 4000 K:

$\mu = -5{,}5e^{-16} \cdot T^3 + 8{,}2e^{-12} \cdot T^2 - 5e^{-09} \cdot T + 5{,}2e^{-05}$.

Молекулярна вага продуктів згоряння прийнята 28,04 кг/кмоль.

Дані фізичні властивості забезпечили відповідність показника політропи даним для двигуна 3Д65 (k = 1,158).

Результати та їх обговорення. Фізична картина процесів, що протікають у соплі при взаємодії основного потоку сопла з керуючим органом, а також ефективність створення керуючих зусиль залежать від властивостей і параметрів інжектованого робочого тіла. При цьому основні закономірності конструктивних та геометричних параметрів інжектуючих пристроїв та сопла камери двигуна зберігаються загальними для практично усіх подібних систем керування.

Інжектований струмінь 1, який притискається потоком, що набігає, до обтічної поверхні, або твердий інтерцептор створюють перешкоду у вигляді сходинки (рис. 6). Перед перешкодою потік гальмується. Відбувається відрив прикордонного шару з утворенням тривимірної відривної зони (рідкого клина) конусоподібної форми 2, у вершині якої бере початок косий стрибок ущільнення 3, що зливається нижче по основному потоку з криволінійною ударною хвилею 4. За струменем, що інжектується, аналогічно як і за твердою перешкодою, виникає донна область 5. У місці приєднання струменя до стінки виникає косий стрибок ущільнення 6.

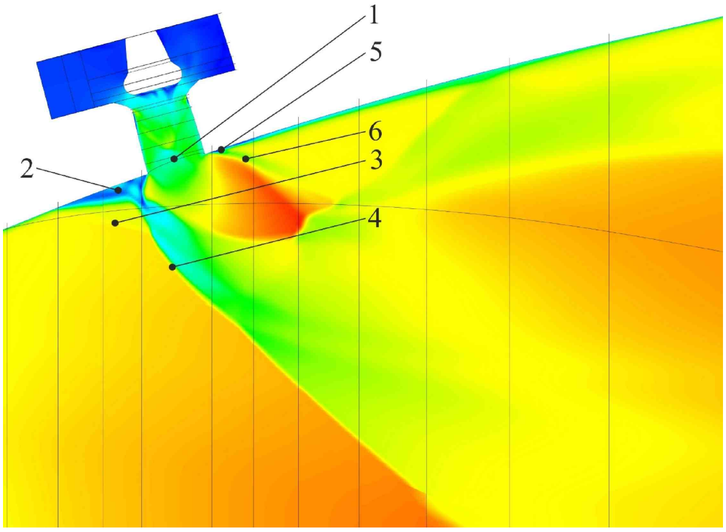


Рис. 6

Стрибки ущільнення мають вигляд напівтіл обертання і перетинаються з поверхнею сопла по кривій, близькій до параболи. За стрибками ущільнення виникають області із підвищеним тиском. У донній області статичний тиск нижчий, ніж у непорушеному потоці. Епюра збурень тиску на обтічній поверхні складна і характеризується нерівномірністю як у довжині сопла, так і у поперечних перерізах.

При малих швидкостях і при малих кутах вдуву газу (вдув у напрямку потоку, що набігає) струмінь, що вдувається, притискається до обтічної поверхні, утворюючи порівняно невисоку, витягнуту вздовж сопла перешкоду. При вдуванні бічних струменів зі звуковою чи надзвуковою швидкістю фізична картина змінюється. Струмінь 1, що вдувається, проникає в набігаючий потік на деяку глибину, викривляється під дією цього потоку, на деякій відстані притискається до обтічної поверхні і далі тече вздовж стінки сопла. Передня відривна зона 2 зростає, область обуреної течії збільшується, за струменем, що вдувається, виникає донна область 5 зі зниженим тиском і косий стрибок ущільнення в місці приєднання струменя, що вдувається, до обтічної поверхні (рис. 6). При вдуві газу в сопло через кілька отворів картина течії ускладнюється. Струмені, що вдуваються, взаємодіючи між собою в надзвуковому потоці, впливають на формування газодинамічних процесів не тільки за перетином вдуву, а й у передній відривній зоні.

Крім того, особливістю клапанів вдуву штокового типу є захаращення вхідної частини сопел вдуву заслінками, при цьому в залежності від витрати газу структура течії суттєво змінюється.

При малих витратах газу, що відповідають малим ходам штока (рис. 7), на перерізі, що дозує, між заслінкою і сідлом реалізується критичний перепад тиску. Течія у цій зоні має деяку аналогію з трансзвуковою течією у кільцевому тарілчастому соплі. За критичним перетином у кільцевому струмені спостерігається складна картина течії, характер якої зазнає змін у міру відкривання заслінки. На відміну від описаної раніше картини течії в соплі з заслінкою обертального типу, тут є осесиметричний кільцевий струмінь. При малих зазорах між заслінкою і сідлом донна область заслінки розімкнена і з’єднана із зовнішнім середовищем, на цих режимах можливе деяке авторегулювання ступеня розширення газу в соплі вдуву. При збільшенні ходу штока заслінки (клапан відкривається) сопло вдуву більше наповнюється газом, що надходить з камери згоряння, донна область замикається в циліндричному каналі сопла, утворюється більш складна структура течії (рис. 8).

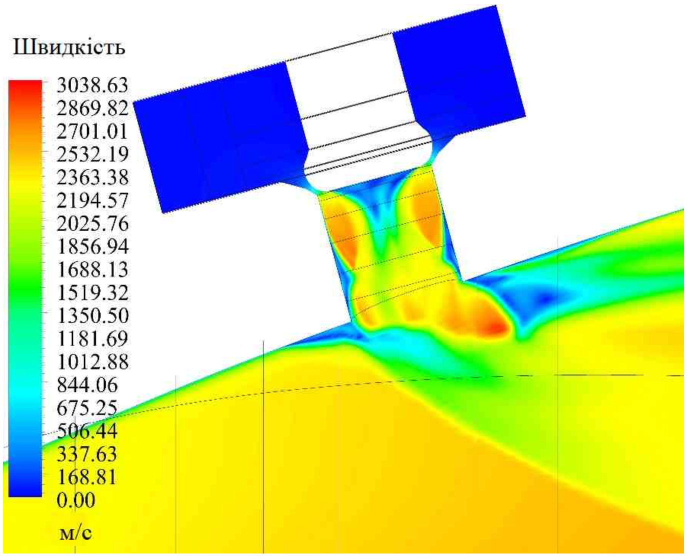


Рис. 7

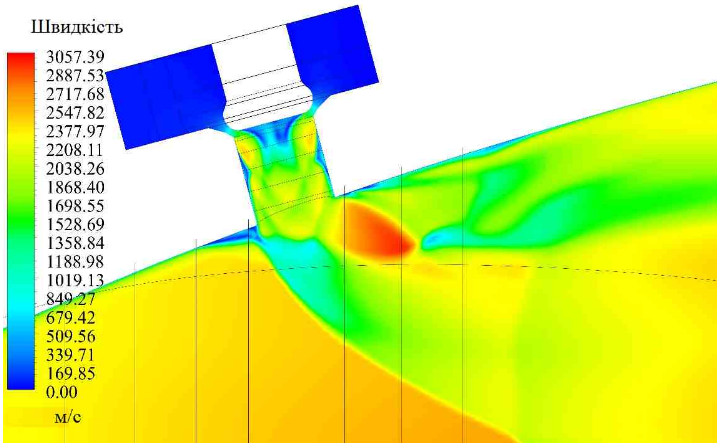


Рис. 8

При досягненні величини ходу штока, при якому дозуючий критичний переріз переміщається до зрізу сопла вдуву (рис. 9), регулюючий орган на вході в сопло вдуву на режимах виконує функцію регулятора перепаду тиску (опору) на вхідній частині сопла вдуву.

Відмінною особливістю формування бічних сил у соплі двигуна з описаною вище восьмисопловою системою вдуву камерного газу є те, що керуючі зусилля в кожній площині управління по каналах тангаж і рискання створюються двома регульованими нерадіальними соплами вдуву, розташованими в одній площині поперечного перерізу сопла двигуна на порівняно великій відстані між ними. При цьому осі сопел вдуву схрещуються на відстані від стінки сопла двигуна, меншому за радіус сопла в цьому перерізі. Інжектовані струмені взаємодіють між собою і з потоком, що набігає (рис. 10 – рис. 13).

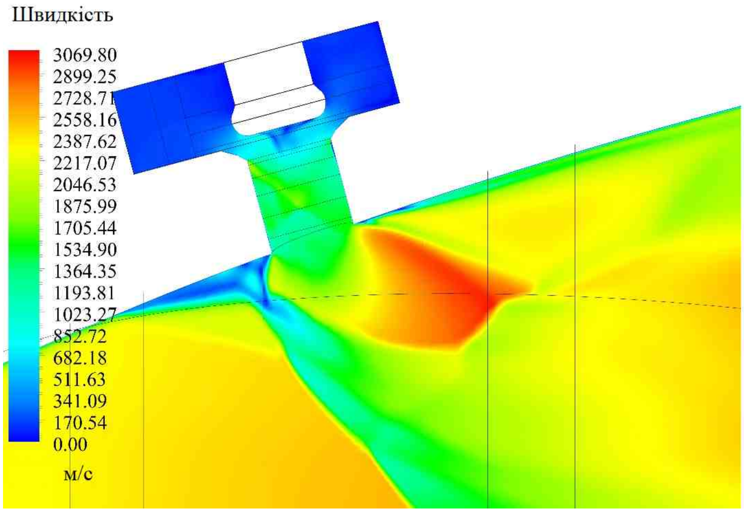


Рис. 9

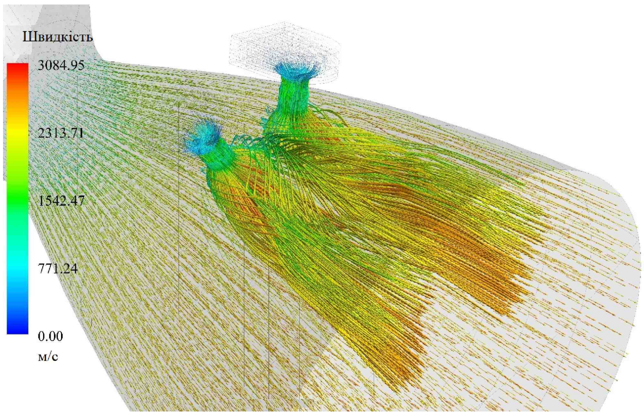


Рис. 10

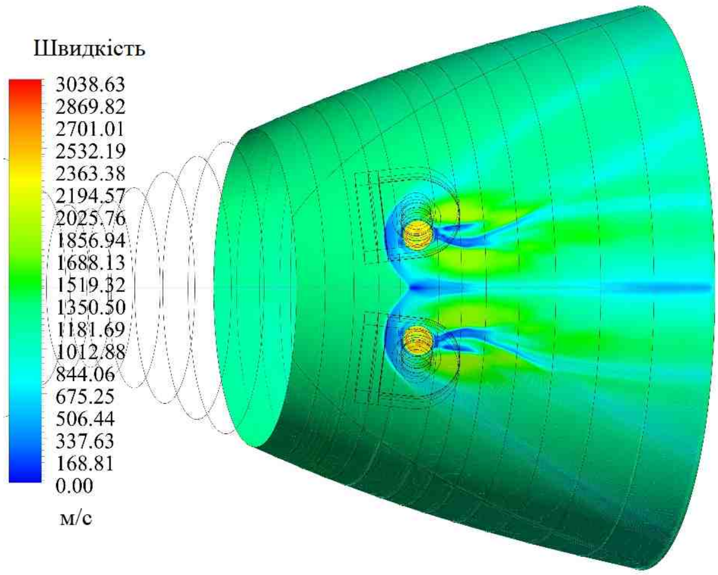


Рис. 11

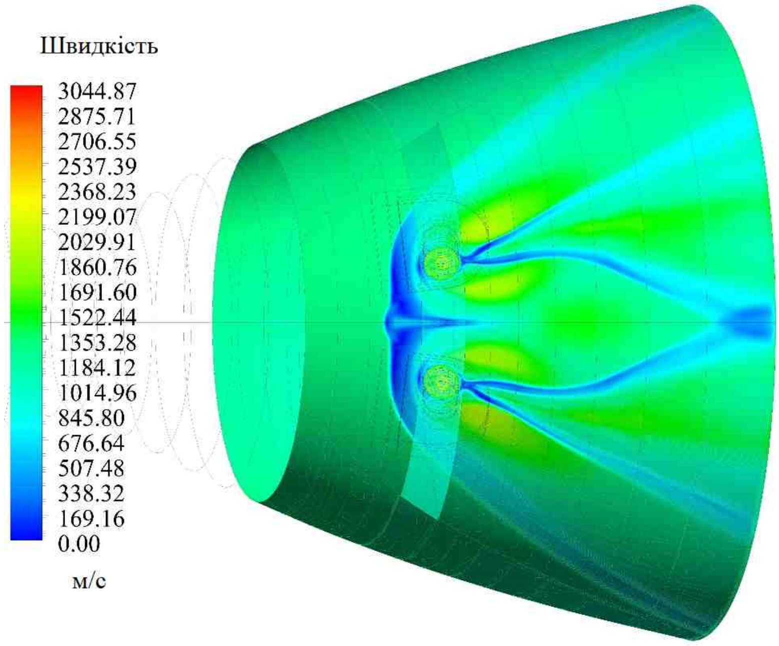


Рис. 12

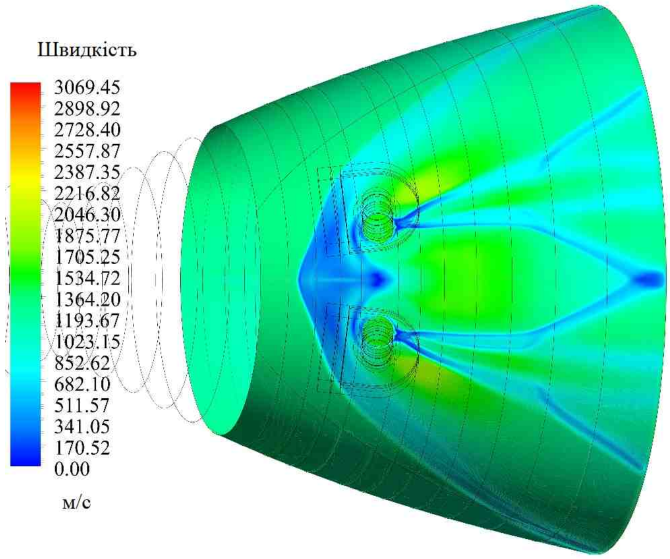


Рис. 13

На рис. 14 представлені результати залежності бічного керуючого зусилля щодо осьової тяги $\overline{P}_y$ від відносної витрати $\overline{G}$ на вдув.

Експериментальні дані з вогневих випробувань [11] позначені цифрою 1; 2 – результати розрахунків за теплофізичною моделлю ідеального газу при постійних значеннях питомої теплоємності, теплопровідності та в’язкості по Сатерленду; 3 – розрахунок з урахуванням залежності теплофізичних параметрів від температури та процесів дисоціації.

Результати чисельного моделювання задовільно узгоджуються з результатами вимірювання бічної сили при вогневих стендових випробуваннях прототипу. Отже, даний підхід дозволяє використовувати його під час створення оптимальної системи регулювання вектора тяги РДТП.

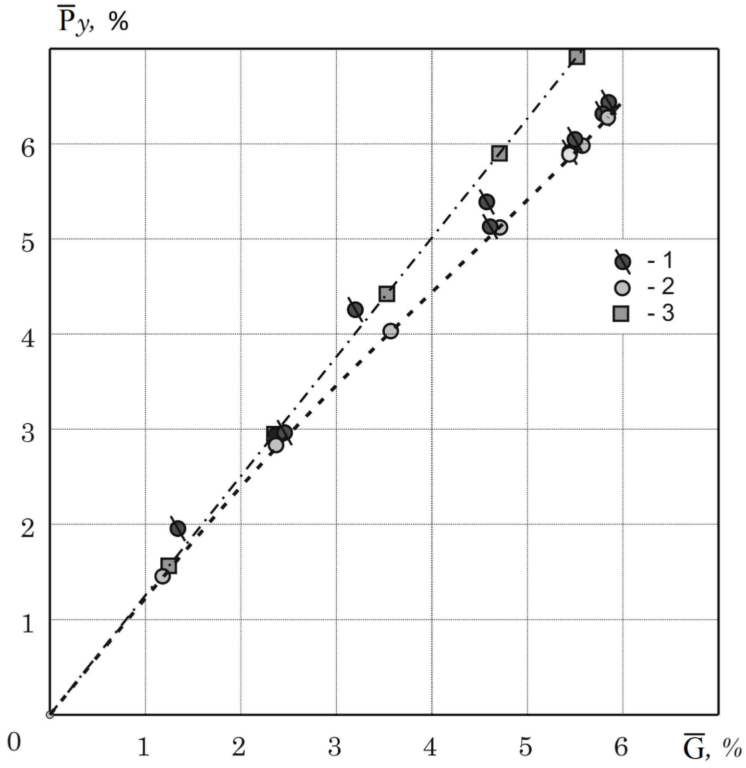


Рис. 14

Висновки. Основною метою роботи було чисельне дослідження системи газодинамічного регулювання вектора тяги твердопаливного ракетного двигуна шляхом несиметричної інжекції газу в надзвукову частину сопла. Ця мета була досягнута завдяки детальному аналізу газодинамічних процесів та вивченню впливу параметрів інжекції на характеристики потоку. Виконане чисельне моделювання дозволило створити детальні моделі, що описують поведінку газового потоку при несиметричній інжекції.

Порівняння чисельних результатів з експериментальними даними, отриманими при стендових випробуваннях, показало хорошу кореляцію, що свідчить про адекватність чисельної моделі та її здатність точно відображати реальні фізичні процеси.

Коректний опис картини течії в соплі інжекції та збуреній зоні дозволяють визначити оптимальні режими та конструктивні параметри системи, які забезпечують максимальну ефективність системи вдуву для даного класу ракетних двигунів.

З теоретичної точки зору, результати дослідження сприяють глибшому розумінню механізмів, що лежать в основі газодинамічного регулювання, а також розвитку нових моделей та алгоритмів для прогнозування поведінки газових потоків у складних умовах.

З практичної точки зору, результати дослідження можуть бути безпосередньо застосовані для розробки більш ефективних систем керування вектором тяги в твердопаливних ракетних двигунах. Знання, отримані в результаті чисельного моделювання, можуть бути використані для створення більш компактних та легких систем інжекції, що є особливо важливим для космічних апаратів, де кожен грам ваги має значення.

1. *Lee E., Kang H., Kwon S.* Demonstration of thrust vector control by hydrogen peroxide injection in hybrid rockets. Journal of Propulsion and Power. 2019. Vol. 35(1). Pp. 109–114. https://doi.org/10.2514/1.B37074
2. *Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Коваленко Г. Н., Коваленко Т. А., Токарева Е. Л., Игнатьев А. Д., Сироткина Н. П.* Газодинамические системы регулирования вектора тяги жидкостных ракетных двигателей как исполнительные органы системы управления полетом верхних ступеней ракет. Технічна механіка. 2013. № 4. С. 70–83.
3. *Коваленко Н. Д., Кукушкин В. И.* Триумф и трагедия системы управления вектором тяги двигателя 3Д65 вдувом камерного газа в сопло. Космическая техника. Ракетное вооружение. 2014. Вып. 1(106). С. 97–106.
4. *Zmijanovic V., Lago V., Sellam M., Chpoun A.* Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection. Shock Waves. 2014. Vol. 24(1). Pp. 97–111. https://doi.org/10.1007/s00193-013-0479-y
5. *Rajendran S. S., Kumar T. A., Nareshkumar K. S.* Studies on thrust vector control using secondary injection sonic and supersonic jets. In Proceedings of 2nd International Conference on Mechanical, Electronics and Mechatronics Engineering (ICMEME'2013), London (UK). 2013. June 17-18. Pp. 152–156.
6. *Forghany F., Taeibe-Rahni M., Asadollahi-Ghohieh A.* Numerical investigation of freestream flow effects on thrust vector control performance. Ain Shams Engineering Journal. 2018. No 9. Pp. 3293–3303. https://doi.org/10.1016/j.asej.2017.12.004
7. *Wu K., Dong Kim H.* Numerical study on the shock vector control in a rectangular supersonic nozzle. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2019. Vol. 233(13). Pp. 4943–4965. https://doi.org/10.1177/0954410019834133
8. *Zmijanovic V., Lago V., Leger L., Depussay E., Sellam M., Chpoun A.* Thrust vectoring effects of a transverse gas injection into a supersonic cross flow of an axisymmetric convergent-divergent nozzle. Progress in Propulsion Physics. 2013. No 4. Pp. 227–256. https://doi.org/10.1051/eucass/201304227
9. *Игнатьев А. Д., Стрельников Г. А., Токарева Е. Л.* Моделирование интерцепторного регулирования направления вектора тяги ракетного двигателя. System technologies. 2020. Vol. 2(127). Pp. 117–125. https://doi.org/10.34185/1562-9945-2-127-2020-09
10. *Варгафтик Н. Б.* Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука. 1972. 720 с.
11. *Коваленко Н. Д., Голубенко Н. С., Коваленко Г. Н.* Импульсные характеристики регулируемых узлов вдува системы регулирования вектора тяги ракетного двигателя твердого топлива. Техническая механика. 2001. № 2. С. 150–155.

Отримано 20.05.2024,
в остаточному варіанті 19.06.2024